

ДЕКОМПОЗИЦИЯ ОДНОВАЛЬНОГО ТРД ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ФОРМИРОВАНИЯ СИЛОВОЙ СХЕМЫ

Кривошеев И.А., Пузеева Е.Г.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Ужесточение требований по сокращению сроков и повышению качества проектирования и производства авиационных двигателей ведет к внедрению новых информационных технологий в двигателестроение. На современном этапе эксплуатируемые информационные системы охватывают не весь спектр решаемых в этой области задач. За более чем 25-летнюю историю промышленных САПР пользователям предлагаются, за редким исключением, средства черчения и ускорители геометрических расчетов, системы термогазодинамического расчета.

Поэтому представляет интерес разработка и создание качественно новых информационных систем, позволяющих изменять облик двигателя на этапе его разработки в зависимости от проектной ситуации. Речь идет об этапе эскизного проектирования, а конкретно о термогазодинамических расчетах, определении геометрического облика и расчете силовой схемы авиационного двигателя.

На кафедре АД УГАТУ разработана и функционирует система моделирования термогазодинамических процессов, протекающих в АД, - система DVIG[1]. С другой стороны, существует множество CAD/CAM-систем, позволяющих реализовать геометрический облик проектируемого двигателя по конструктивным параметрам. Одна из таких систем - Cimatron [2] - успешно используется на кафедре АД в дипломном проектировании и совместной работе с ГНПП "Мотор". Таким образом, существует проблема "связки" этапа получения числовых значений конструктивных параметров и этапа реализации расчетных параметров в виде конструкторских чертежей авиационного двигателя.

Авторами предлагается следующий способ решения такой задачи, который рассмотрен на примере одновального ТРД с дозвуковым входным устройством (ВУ); осевым компрессором (ОК), у которого $D_n = \text{const}$; трубчатой камерой сгорания (КС); осевой турбиной (ОТ) с $D_n = \text{const}$; и сужающимся реактивным соплом (РС). В среде CAD/CAM - системы создается банк узлов авиационного двигателя, в который входят все имеющиеся типы: входных устройств, компрессоров, камер сгорания, турбин и выходных устройств. Для получения достоверного изображения нужно провести расчет двигателя в следующих аспектах:

- Термодинамическом.

- Газодинамическом .
- Геометрическом .
- Расчет нагрузки на опоры ротора .

Расчет термогазодинамических параметров проводится в среде DVIG, а расчет геометрии и силовой схемы - в среде КОНСТРУКТОР, разрабатываемой авторами и частично описываемой далее. По мере возрастания сложности расчетов в среде КОНСТРУКТОР увеличивается степень детализации чертежей объектов, составляющих банк узлов, из которых в процессе проектирования “собирается” общий вид двигателя. То есть, двигатель разделяется на узлы (ВУ, ОК и т.п.), которые делятся на агрегаты (каскады высокого и низкого давления и т.п.), далее на более мелкие агрегаты (ступени), и так до уровня отдельных деталей (болты и т.п.). Каждому аспекту расчета и уровню детализации двигателя соответствует свой уровень реализации рассчитанных параметров в виде чертежей двигателя.

По полученным в результате расчетов в среде КОНСТРУКТОР данным происходит параметризация “собранного” из модулей [1] объекта проектирования (АД), который приобретает соответствующие размеры и признаки конструкции. Конструктивные признаки на начальном этапе эскизного проектирования определяются данными прототипа изделия. На рис.1 в условных обозначениях представлен результат термогазодинамического расчета ТРД. На данном этапе декомпозиция ГТД отработана [1]. Двигатель разделен на модули, которые соответствуют его узлам: входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло.

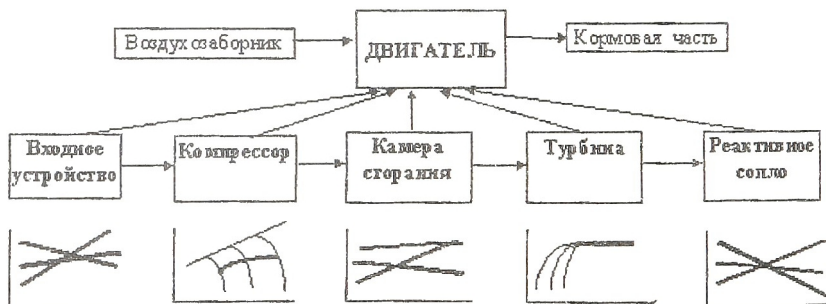


Рисунок 1- Этап определения термогазодинамических параметров и характеристик авиационного двигателя.

Для проведения этапа эскизного проектирования геометрического облика проточной части (ПЧ) двигателя достаточно такого же набора модулей, как и для предыдущего (термогазодинамического) расчета.

Следующим этапом является определение положения опор ротора авиационного двигателя, усилий, действующих на опоры, и вида его си-

ловой схемы. На эту тему имеются известные исследования [3]. По результатам этих расчетов определяются способы разгрузки опор, их количество, вид и т.п. Для такого анализа необходимо учесть следующие факторы:

- Количество разгрузочных полостей (РП) ГТД
- Величину подаваемого в РП давления
- Расположение и вид лабиринтных уплотнений
- Диаметры отверстий, через которые сообщаются РП
- Виды сопротивлений, участвующих в подаче давления в РП.

С этой целью в систему для расчета геометрии и осевых сил КОНСТРУКТОР добавляются следующие модули:

- Лабиринтное уплотнение (описывает поток газа, перетекающего из ПЧ в "нижний этаж" - пространство между валом и ПЧ - двигателя)
- Разгрузочная полость (описывает состояние газа в пространстве между дисками)
- Конфузор (описывает поток газа, перетекающего через отверстия в дисках рабочего колеса)
- Компенсатор осевой силы (позволяет задавать параметры газа, подаваемого для разгрузки опор ротора)
- Смеситель и разделитель потока газа (для удобства описания течения газа в ПЧ и по "нижнему этажу" двигателя).

Все модули соединяются информационными потоками:

- Термогазодинамическим ("ГАЗ"). Сюда входят параметры заторможенного потока:

1. T^* - температура,
2. P^* - давление,
3. G - расход газа,
4. b - влажность,
5. \square - коэффициент избытка воздуха.

- Геометрическим ("ГЕОМ"). Этот поток содержит два параметра:

1. $d_{вт}$ - диаметр втулки (внутренний диаметр проточной части ГТД),
2. $d_{отн}$ - относительный диаметр втулки ($d_{отн} = d_{вт}/D$).

- Силовым ("СИЛЫ"). Этот поток складывается из сил, действующих на ротор и статор ГТД [3,4]:

1. F_x - осевой силы - результирующей от действия газов на проточную часть и разгрузочные полости, которая, в свою очередь, складывается из статической и динамической составляющих $P_{ос} = P_{ст} + P_{дин}$, где

$$P_{ст} = p_{ст2} F_2 - p_{ст1} F_1 \quad \text{и} \quad P_{дин} = G_r (c_{a2} - c_{a1}).$$

2. F_t - окружной силы - состоит из крутящих моментов, возникающих на: винте, редукторе, компрессоре и турбине ГТД.

Также необходимо разделение модулей "компрессор" и "турбина" на модули отдельных ступеней.

Для формирования облика двигателя, соответствующего расчетам в среде КОНСТРУКТОР в банке узлов появляется изображение лопаток турбины и компрессора, дисков, лабиринтных уплотнений и опор ротора. Подробно рассмотрим опору ротора. Она описывается признаками [3]:

1. Тип опоры: радиальная или радиально-упорная;
2. Число опор;
3. Положение опоры относительно турбины или компрессора: консольное или в пролете.

Иллюстрация к описанию опоры приводится на рисунке 2.

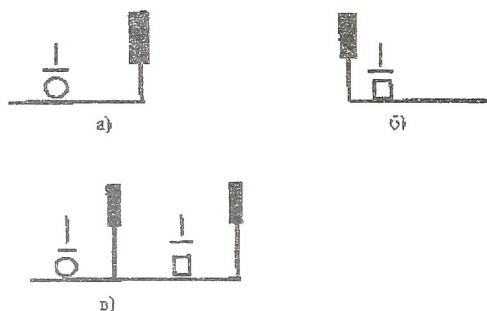


Рисунок 3- Схемы расположения опор: а) - консольная, радиально-упорная; б) - в пролете, радиальная; в) - комбинация рисунков а и б - двухопорный ротор.

В результате такой декомпозиции после расчетов в системе КОНСТРУКТОР геометрический облик одновального ТРД, совмещенный с силовой схемой, приобретает вид, показанный на рисунке 3.

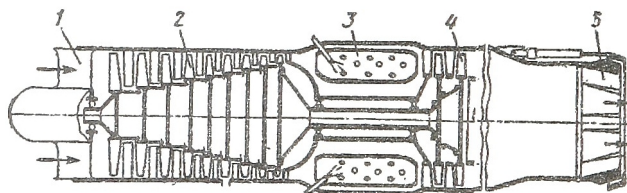


Рисунок 3- ТРД с двойной замкнутой силовой связью компрессора и турбины.

Приходим к следующим выводам:

I. Среда для расчета геометрических параметров и осевых сил, действующих на опоры ротора двигателя КОНСТРУКТОР должна содержать следующие модули:

1. Входное устройство
2. Ступень компрессора
3. Ступень турбины
4. Камера сгорания
5. Реактивное сопло
6. Лабиринтное уплотнение
7. Разгрузочная полость
8. Конфузор
9. Компенсатор осевой силы
10. Смеситель
11. Разделитель

Для соединения модулей нужны информационные потоки: газовый, геометрический и силовой.

II. Банк узлов, из которых "собирается" изображение двигателя, должен содержать изображения :

1. Входного устройства
2. Лопатки компрессора
3. Лопатки турбины
4. Лопатки статора компрессора и турбины
5. Опоры
6. Камеры сгорания
7. Реактивного сопла.

III. В результате расчетов в среде КОНСТРУКТОР получаем массив данных, по которым изображение двигателя, составленное в CAD/CAM-среде из узлов, составляющих банк данных, приобретает реальные размеры.

Предлагаемый метод решения задачи "связки" этапа расчетов (термогазодинамических, геометрических, прочностных и т.д.) и получения чертежей авиационного двигателя в целом и его узлов и агрегатов в отдельности реализуется при помощи интегрированной компьютерной Среды, которая состоит из :

1. Решателя - набора прикладных программ, при помощи которых производятся все расчеты параметров и характеристик АД.
2. Базы данных, содержащей параметры, конструктивные признаки и характеристики прототипов АД.
3. Банка "заготовок" - набора чертежей узлов АД с разной степенью детализации для получения конструктивного облика на любом этапе проектирования двигателя. Банк хранится в CAD/CAM-системе.

4. Блока параметризации - программы, передающей числовые значения параметров от Решателя в CAD/CAM-систему для преобразования "заготовок" в реальный двигатель.

Следует подчеркнуть, что изменение конструктивного облика АД при помощи этой Среды возможно на любом этапе разработки. Банк "заготовок" и Решатель могут изменяться и дополняться в зависимости от области применения интегрированной Среды (от учебного процесса до практических исследований).

Список литературы

1. Математические модели авиационных двигателей произвольных схем (компьютерная среда DVIG): Учебное пособие / под ред. проф. Ахмедзянова А.М.; Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т.-Уфа, 1998. - 128 с.
2. Sinatrop - компьютерное проектирование и производство. Под общей редакцией С.М. Марьяновского; СПб:КПЦ "МиР", 1998. - 166 с.; ил.
3. Филекин В.П. Атлас конструктивных и силовых схем авиационных ГТД. - Куйбышев, КуАИ, 1984. - 104 с.
4. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. - 5-е изд., перераб. И доп. - М.: Машиностроение, 1981. - 550 с., ил.

МЕТОД ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД

Коновалова А.В., Кожин Д.Г., Харитонов В.Ф.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Процесс разработки камер сгорания ГТД, включающий стадии проектирования, экспериментальных исследований и доводки, является весьма длительным и трудоемким. Он начинается с этапа предварительного проектирования, на котором формируется облик камеры (определяются основные размеры и параметры технического совершенства), выбирается тип основных элементов (диффузора, фронтального устройства и др.) и производится предварительный газодинамический и тепловой расчет для оценки потерь полного давления и температур стенок.

Чем точнее оценки, полученные на начальных этапах проектирования, чем больше вариантов удастся проанализировать для обоснованного выбора наилучшего, тем меньше продолжительность и стоимость последующих этапов. В связи с этим совершенствование методов предварительного проектирования камер сгорания остается актуальной задачей.